

Analýza případů pumpáží leteckých motorů ve vazbě na vznik požáru u proudových vojenských letounů Československa a České republiky

Analysis of Air Accidents Associated with Surge and Fire of Turbo-Compressor Jet Engine in Jet Fighter Planes of Czechoslovakia and Czech Republic

Ing. Hana Buba

doc. Ing. Ondřej Zavila, Ph.D.

VŠB - TU Ostrava, Fakulta bezpečnostního inženýrství
Lumírova 13, 700 30 Ostrava - Výškovice
hana.svetlikova.st@vsb.cz, ondrej.zavila@vsb.cz

Abstrakt

Článek je zaměřen na analýzu statistik, příčin a důsledků leteckých nehod a předpokladů leteckých nehod, jež jsou příčinně spojené s pumpážemi a požáry proudových motorů u proudových vojenských bojových, cvičně-bojových a cvičných letounů ve službách Československa a České republiky od roku 1960 do konce roku 2016.

Klíčová slova

Analýza, letecká nehoda, požár, proudový letoun, pumpáž, proudový motor.

Abstract

The article deals with the statistics, causes and consequences of aviation accidents and preconditions for aviation accidents which are causally linked with surge and fire jet engine in military jet fighter, trainer-fighter and trainer aircraft in the service of Czechoslovakia and the Czech Republic from 1984 until the end of 2016.

Keywords

Analysis, air accident, fire, jet aircraft, surge, jet engine.

Úvod

Požáry i pumpáže (nestabilní práce kompresoru nebo vstupního ústrojí) patří k nejnebezpečnějším tzv. zvláštním případům za letu, se kterými se pilot ve své praxi může setkat. V určitých fázích a režimech letu může každý z těchto fenoménů přivodit havarijní nebo dokonce katastrofickou situaci, jak o tom svědčí dosavadní zkušenosti a statistiky leteckých nehod (dále jen „LN“) či předpokladů leteckých nehod (dále jen „PLN“).

Unikátním případem jsou situace, při níž oba fenomény začnou působit paralelně nebo v libovolném pořadí následují za sebou a jejich nežádoucí vlivy se spojují.

Jelikož se poslední LN tohoto typu udála v roce 2010, tj. v relativně nedávné minulosti, a principy pohonných jednotek ani hořlavost provozních náplní letounů se nijak výrazně nezměnila, lze předpokládat, že se jedná o stále aktuální téma.

Žádná dohledaná odborná ani vědecká oborová literatura, která by byla navíc opřena o praktické zkušenosti vycházející z rozborů dosavadních LN a PLN v dřívějším Československu i současné České republice, se nezabývá vzájemnou vazbou obou těchto fenoménů. Autoři proto shledávají toto téma a formu jeho zpracování za dosud originální.

Úkolem této krátké studie je odpovědět přinejmenším na čtyři otázky: „Jak může požár ovlivnit či zapříčinit pumpáž a naopak?“, „Proč jsou pumpáže a s nimi spojené požáry stále aktuální téma?“, „Lze zabránit tomu, aby byly pumpáže příčinou požáru a naopak?“ a „Jaké byly příčiny vzniku požáru a pumpáží u studovaných případů?“. Těmto a dalším návazným otázkám jsou věnovány následující odstavce.

Základní pojmy a principy

Dříve, než budou představeny důležité logické vazby a souvislosti vyplývající z daného tématu, bylo by vhodné definovat několik základních pojmů. Jedná se o pojmy jak z oblasti klasifikace mimořádných událostí ve vojenském letectví (LN, PLN, katastrofa, havárie, poškození), tak i z oblasti teorie proudových leteckých motorů (turbokompresorový letecký motor, požár, pumpáž).

Klasifikace mimořádných událostí ve vojenském letectví bude uvedena v souladu s předpisem Všeob-P-10 Bezpečnost letů [1], který platil od roku 2006 až do června 2016, kdy byl nahrazen „Rozkazem ministra obrany č. 13/2016 Věstníku, Bezpečnost letů“ ze dne 15. června 2016 (dále jen „Rozkaz ministra obrany č. 13/2016“) [2]. V rámci tohoto Rozkazu ministra obrany č. 13/2016 však došlo mnohdy k výrazné změně definic, terminologie a klasifikace mimořádných událostí ve vojenském letectví. Z tohoto důvodu a v zájmu zachování přehlednosti interpretovaných výsledků a efektivní synchronizaci dat z různých časových úseků byla zachována terminologie a klasifikace vycházející z předpisu Všeob-P-10 Bezpečnost letů. S drobnými odchylkami z tohoto předpisu vychází většina dohledatelné odborné literatury, archivní dokumentace i informačních podkladů z „Integrovaného systému logistiky“ (dále jen „ISL“) [3], jehož část využívají VzS AČR k evidenci mimořádných událostí ve vojenském letectví od roku 1985 až po současnost.

Letecká nehoda byla ve smyslu předpisu Všeob-P-10 definována jako označení pro důsledky stupně nebezpečnosti události v letovém provozu, při které:

- došlo k usmrcení nebo vážnému zranění členů posádky letadla nebo cestujících s výjimkou případů, kdy ke smrti nebo zranění došlo z přirozených příčin, způsobila si je osoba sama, popř. ji způsobila jiná osoba;
- bylo letadlo zničeno, poškozeno nebo došlo k poruše, která vyžaduje větší opravu nebo výměnu hlavních částí draku;
- bylo letadlo nezvěstné nebo na zcela nepřístupném místě.

LN se dělily do 3 druhů: katastrofy, havárie a poškození.

Katastrofou byla LN, při které došlo ke ztrátě lidských životů členů posádky letadla nebo cestujících.

Havárií byla LN, při které došlo k úplnému zničení letadla nebo k jeho nenávratné ztrátě bez smrtelných následků pro členy posádky letadla a cestující, popř. k takové škodě na letadle, že jeho oprava nebyla možná nebo účelná.

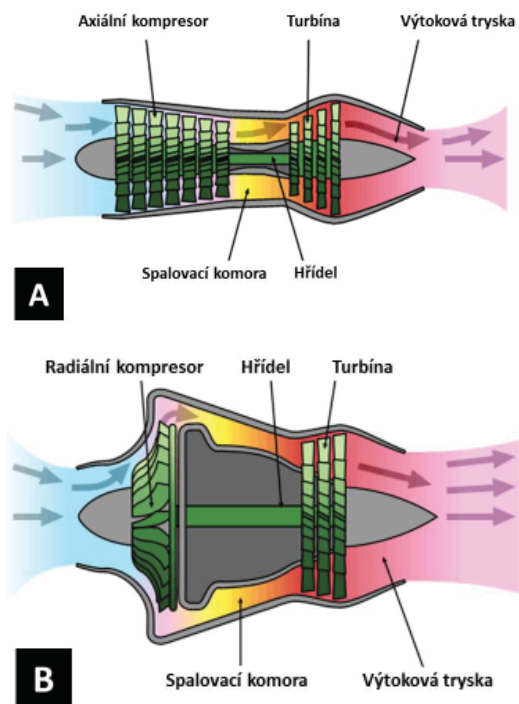
Poškozením byla LN, při které nedošlo ke smrtelnému nebo vážnému zranění členů posádky letadla nebo cestujících, ale vznikla taková škoda na letadle, že muselo být celé letadlo nebo hlavní část draku předány k opravě mimo útvar nebo musela oprava u útvaru uskutečnit opravárenská skupina vyslaná speciálně k tomu to účelu.

Za poškození se nepokládaly: poruchy nebo poškození motorů nebo jeho příslušenství a krytů, poškození omezená na vrtule, rotorové listy vrtulníku, okrajové části a hrany křidel, antény, kryty antén, pneumatiky, brzdy, aerodynamické kryty, překryty kabiny, křídélka, klapky, brzdící štíty a sloty.

Předpoklad letecké nehody byl definován jako takové hodnocení důsledků nebezpečné situace v letovém provozu, při které posádka letadla nebo orgány řízení letového provozu byly přinuceny k činnostem, které nebyly obsahem letového úkolu, platného letového plánu, postupu při řízení letového provozu nebo si tato situace vyžádala uskutečnění nestandardních (nouzových) postupů nebo předčasného ukončení letu. Důsledky nebezpečné situace spočívaly:

- v lehkém zranění kterékoliv osoby na palubě letadla (s výjimkou případu, kdy k poškození zdraví došlo z přirozených příčin, způsobila-li si je osoba sama nebo způsobila-li je druhá osoba);
- v poškození letadla, které nezasáhlo hlavní část konstrukce letadla a bylo možné a účelné je opravit silami útvaru;
- ve špatné funkci speciálního zařízení pro udržení průchodnosti členů posádky letadla a cestujících nebo pocitůval-li některý z členů posádky letadla zdravotní problémy;
- v nebezpečí vzniku škody na letadle nebo ohrožení zdraví členů posádky letadla a cestujících.

V originálním předpise po této úvodní definici následuje výčet typových situací obsažený v 16 bodech textu, který zde však autoři s ohledem na omezený rozsah článku necitují. Rozvíjejí však pouze výše uvedenou definici v rysech konkrétních situací.

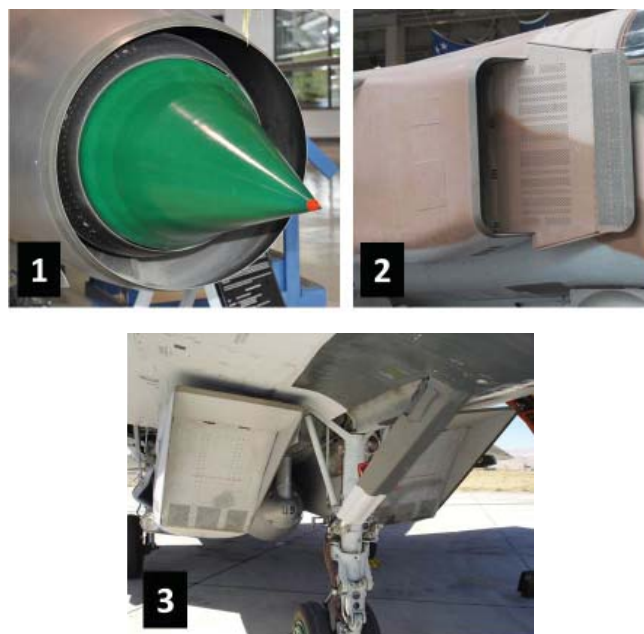


Obr. 1 Letecký trykový motor lopatkový jednoproudový: (A) s axiálním kompresorem, (B) s radiálním kompresorem [5]

Pohonné jednotky proudových vojenských letounů diskutovaných v této studii lze v souladu s teorií leteckých motorů primárně zařadit do skupiny tzv. leteckých trykových

motorů lopatkových [4]. V rámci této skupiny se konkrétně jedná o tzv. motory proudové, a tyto se dále mohou dělit na varianty jednoproudové a dvouproudové. Jiné varianty motorů se u vojenských proudových letounů ve službách dřívějšího Československa ani současné České republiky dosud nepoužívaly. V obecné rovině letecké trykové motory přeměňují tepelnou energii paliva v energii kinetickou, a ta se pak dále využívá k vytváření tzv. tahu motoru. Tah motoru je definován jako síla, kterou působí plyny proudící v motoru na motor samotný vůči vnějšímu prostředí. Tento tah motoru pak poskytuje letounu možnost pohybu vůči okolnímu prostředí. Jednotlivé varianty motorů se od sebe liší svou konstrukcí, a z ní vyplývajícím způsobu generování tahu. Stručný popis principu funkce jednoproudových a dvouproudových motorů následuje níže.

Jednoproudové motory (viz výše obr. 1) pracují na principu Braytonova tepelného oběhu. Nejprve je vzduch z okolní atmosféry nasáván skrze tzv. vstupní ústrojí motoru (viz obr. 2). Vstupní ústrojí motoru je speciálně tvarovaný sací kanál (potrubí) s regulovaným nebo neregulovaným vstupem, který má za úkol zajistit přívod vzduchu pro proudový motor v dostatečném množství, s požadovanou rychlostí proudění a v dostatečně symetrickém rozložení před sacím vstupem do kompresoru proudového motoru.

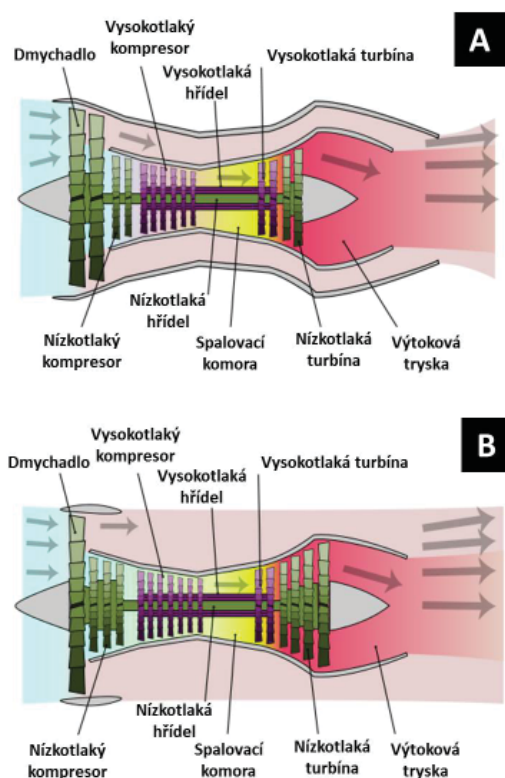


Obr. 2 Příklady vstupních ústrojí pro sání vzduchu do kompresoru proudového motoru: (1) MiG-21MF, (2) MiG-23BN, (3) MiG-29A [6]

Po průchodu vstupním ústrojím vzduch vstupuje do části zvané kompresor (s konstrukčním řešením radiálním nebo axiálním), kde se jednostupňově nebo několikastupňově (podle počtu stupňů kompresoru) stlačuje na požadovanou mez. Stlačený vzduch následně vstupuje do spalovací komory (nebo komor), kde se mísí s iniciovaným palivem, v důsledku čehož za téměř stálého tlaku roste teplota, a tedy i tepelná energie plynů. Plyny ze spalovací komory postupují poté k turbíně, kterou je zpětně poháněn kompresor, a dále do výstupní trysky, kde se jejich tepelná a tlaková energie mění v rychlost, jež vyvozuje tah motoru [4].

Dvouproudové motory (viz výše obr. 3) pracují z části na principu stejném jako jednoproudové motory, avšak přesto s několika odlišnostmi. Vzduch z okolní atmosféry je nejprve nasáván skrze vstupní ústrojí do části zvané dmýchadlo. Za ním se rozděluje do dvou proudů, a to na tzv. vnější proud (chladný) a tzv. vnitřní proud (horký). Vzduch protékající vnějším proudem se expanzí ve vnější trysce urychluje a vytváří tak tah vnějšího

proudu. Vzduch protékající vnitřním proudem prochází postupně kompresorem (vysokotlakým či nízkotlakým), spalovací komorou a turbínovou částí, přičemž jeho tepelná a tlaková energie za turbínami ve výstupní trysce mu také udílí rychlost vytvářející v tomto případě tah vnitřního proudy. Princip chování vnitřního proudy je tedy v zásadě stejný jako u jednoproudového motoru. Výsledný tah dvouproudového motoru je tvořen součtem tahů obou dílčích proudů. Vychází se zde z faktu, že urychlení většího množství vzduchu na nižší rychlost generuje stejný výsledný tah jako urychlení menšího množství vzduchu na vyšší rychlost, a to při nižší hladině hluku a menší spotřebě paliva v poměru k účinnosti (především na nižších rychlostech letu). Lze tedy říci, že dvouproudové motory jsou méně hlučné, ekonomičtější i účinnější pro požadovaný rozsah rychlostí nejen u vojenských letounů [4].



Obr. 3 Letecký trykový motor lopatkový dvouproudový: (A) s axiálním kompresorem a úplným obtokem, (B) s axiálním kompresorem a částečným obtokem [5]

Požár je ve smyslu platných požárně-technických norem ČSN ISO 8421-1 [7] a ČSN EN ISO 13943 [8] definován jako nežádoucí hoření charakterizované vývinem tepla a kouřem nebo plameny, popř. obojím, šířící se nekontrolovaně v čase a prostoru. Jelikož v rámci platných vojenských leteckých předpisů Vzdušných sil Armády České republiky (dále jen „VzS AČR“) nebyla nalezena žádná definice požáru ve vztahu k LN a PLN, bude pro účely dalšího výkladu v této studii využita definice z výše uvedených norem.

Pumpáž je obecný pojem pro nestabilní práci různých částí motoru v nevypočítaných režimech jeho funkce. Tento jev je spojen se změnou režimu proudění vzduchu v různých částech motoru nebo vstupního ústrojí motoru. Podstata pumpáže spočívá v nástupu periodických změn rychlostního a tlakového pole proudění vzduchu, které posléze ovlivňují termodynamické děje v různých částech proudového motoru. Tyto změny negativně ovlivňují výkon proudového motoru a mohou také způsobit jeho vysazení za letu. Typickým projevem bývá také vyšlehnutí plamene z výtokové trysky motoru letounu (viz obr. 4).



Obr. 4 Příklady pumpáží zahraničních vojenských bojových letounů: (1) F-18C (rok 2009), (2) F-16A (rok 2016), (3) F-15E (rok 2014), (4) Su-57 (rok 2011) [6]

Vzhledem k faktu, že celý děj je doprovázen zpravidla výraznými tlakovými rázy, které pilot vnímá jako silné úder v trupu letounu připomínající střelbu z palubních zbraní, může dojít i k mechanickému poškození návazných technických systémů motoru. V tomto kontextu, pokud dojde k poškození palivových nebo hydraulických rozvodů, a následnému kontaktu paliva nebo hydraulického oleje s jakoukoliv horkou částí motoru, následuje požár. Stejně tak požár samotný může způsobit pumpáž, a to v okamžiku, kdy vlivem prohoření některé části motoru nebo změny režimu jeho funkce dojde ke změně proudění vzduchu ve vstupním ústrojí motoru nebo uvnitř některé z motorových částí (například případy tzv. titanových požárů - viz dále). Pumpáž může vzniknout buď ve vstupním ústrojí, nebo v kompresoru proudového motoru. Pokud vznikne ve vstupním ústrojí, s vysokou pravděpodobností se následně přenesou i na kompresor proudového motoru [4].

Statistika LN a PLN - požáry a pumpáže

Za dosavadní období tzv. proudové éry ve vojenském letectví (tj. od roku 1948 až dosud) bývalého Československa a současné České republiky bylo zaznamenáno v celkovém součtu přibližně 650 LN (katastrof, havárií a poškození) a necelých 5000 PLN [9-15].

Mezi těmito mimořádnými událostmi bylo zaznamenáno 97 dohledatelných událostí příčině spjatých s požáry letounů (10 katastrof, 60 havárií, 12 poškození a 15 PLN) [16-17] a 71 dohledatelných událostí příčině spjatých s pumpážemi leteckého motoru nebo vstupního ústrojí letounů (1 katastrofa, 12 havárií, 1 poškození a 57 PLN) [9-16]. Všechny tyto případy se odehrály v době, kdy byla v chodu pohonná motorová jednotka letounu. Většina jmenovaných situací vznikla za letu, jen několik málo na zemi, a to buď při přípravě letounu k nadcházejícímu letu, nebo při motorových zkouškách.

Průnik těchto mimořádných událostí, kde se vyskytly oba fenomény (požár i pumpáž) současně, tvoří celkem 5 LN (1 katastrofa a 4 havárie) a 1 PLN.

I když se v poměru k celkovému počtu událostí nejedná o vysoké číslo, došlo v jejich důsledku k úmrtí 1 člena letového personálu (pilotu) a přímému ohrožení života 5 dalších, což je více než závažný argument, proč se těmito fenomény odděleně i v kombinaci zabývat.

Příčiny, okolnosti a následky LN a PLN - požáry a pumpáže

Podrobnější informace k předmetným 5 LN a 1 PLN (viz výše oddíl 3) lze interpretovat v následujícím komentovaném přehledu.

LN - katastrofa dne 30. 11. 1966 (stručný popis události): Při návratu z výcvikového letu se po zařazení do přistávacího okruhu letiště objevil v pilotní kabině letounu MiG-21F (trupové číslo: 0508) dým. Po něm následovalo zhoršení ovladatelnosti letounu, vibrace vycházející z motorové části, pokles otáček motoru a požár.

Pilot *kpt. Jaroslav Toman* (32 let, I. pilotní třída) provedl katapultáž ve výšce pod 200 m při rychlosti cca 340 km/h, což na parametry bezpečné použitelnosti tehdejší katapultovací sedačky typu SK-1 bylo příliš nízké, a zahynul. Tato událost vznikla a celá se odehrála za tzv. „normálních povětrnostních podmínek ve dne“ (tj. v době mezi svítáním a soumrakem; pokrytí oblačností: 0/8-4/8; spodní základna oblačnosti: nad 450 m; dohlednost: nad 5000 m) a v tzv. „malé výšce“ (tj. do 1000 m). Příčinou vzniku události byl únavový lom lopatky rotoru 2. stupně kompresoru v důsledku provozního opotřebení, který způsobil nestabilní práce kompresoru (pumpáž). Následně došlo k poškození palivového potrubí, vysazení motoru a požáru. Letoun byl po střetu se zemí zničen [9-11].

LN - havárie dne 26. 10. 1971 (stručný popis události): Krátce po vzletu letounu MiG-21PF (trupové číslo: 0304) došlo po vypnutí forsáže (přídavného spalování) na výšce 300 m nad zemí ke dvěma ranám v zadní části trupu, vysazení motoru a požáru. Pilot *pplk. Ing. Rostislav Luská* (45 let, I. pilotní třída) provedl katapultáž ve výšce 300 m nad zemí při rychlosti cca 420 km/h, což na rozdíl od předešlého případu *kpt. J. Tomana* na katapultovací sedačku typu SK-1 stačilo, a zachránil se. Tato událost vznikla a celá se odehrála stejně jako v předchozím případě za normálních povětrnostních podmínek ve dne a v malé výšce. Příčina vzniku události nebyla nikdy prokázána. S vysokou pravděpodobností se jednalo o závadu v systému regulace paliva do motoru. Letoun byl po střetu se zemí zničen [9-11].

LN - havárie dne 8. 11. 1982 (stručný popis události): Při nácviu ztečí na pozemní cíle se ve fázi vybírání jedné ze ztečí na výšce 600-700 m nad zemí v letounu MiG-21MA (trupové číslo: 1202) ozvaly rány připomínající střelbu z kanónu. Následovala signalizace požáru, signalizace závady hydrauliky a vysazení motoru. Pilot *mjr. Jan Hendrych* (37 let, I. pilotní třída) se neúspěšně pokusil o nouzové spouštění motoru za letu, avšak postupná ztráta ovladatelnosti letounu jej donutila ke katapultáži, kterou v katapultovací sedačce typu KM-1M úspěšně provedl. Tato událost vznikla a celá se odehrála opět za normálních povětrnostních podmínek ve dne a v malé výšce. Příčinou vzniku události byla únavová trhлина a následný lom lopatky prvního stupně kompresoru, která způsobila pumpáž kompresoru, vysazení motoru a požár. Letoun byl po střetu se zemí zničen [9-10, 14].

LN - havárie dne 28. 6. 1985 (stručný popis události): Krátce po vzletu letounu MiG-21PF (trupové číslo: 0301) došlo po vypnutí forsáže na výšce 300 m nad zemí při rychlosti cca 600 km/h k zaznamenání silné rány v zadní části trupu, rychlému poklesu otáček motoru, vysazení motoru a požáru. Pilot *pplk. Ing. Jaroslav Dušek* (38 let, I. pilotní třída) provedl katapultáž v katapultovací sedačce typu SK-1 ve výšce 300 m nad zemí a zachránil se. Tato událost vznikla a celá se odehrála za tzv. „ztlížených povětrnostních podmínek ve dne“ (tj. v době mezi svítáním a soumrakem; pokrytí oblačností: 5/8 - 8/8; spodní základna oblačnosti: pod 450 m; dohlednost: pod 5000 m) a v malé výšce. Příčinou vzniku události bylo nasátí popraskaných částí potahu sacích kanálů vstupního ústrojí letounu (vlivem provozní únavy materiálu), což způsobilo pumpáž kompresoru motoru, vysazení motoru a požár. Letoun byl po střetu se zemí zničen [9-10].

PLN dne 8. 9. 1986 (stručný popis události): V průběhu skupinového vzlet šachovitě po dvojicích došlo ještě na vzletové a přistávací dráze u letounu Su-7BKL (trupové číslo: 6427) po zvýšení otáček motoru na vzletové k zaznamenání silných úderů se zvyšující se frekvencí v trupu letounu. Ačkoliv pilot vypnul motor a zavřel přívod paliva do motoru, došlo k požáru zbytkového paliva ve výstupní trysce motoru. Pilot aktivoval protipožární systém a letoun opustil. Tato událost vznikla a celá se odehrála za normálních povětrnostních podmínek ve dne a na zemi. Příčinou vzniku události bylo nasátí horkých výtokových plynů od motoru vpředu startujících letounů pod plnou forsáží, které byly rozestaveny v příliš těsné blízkosti (rozestupy 20 m). Vzdálenost

mezi letouny při skupinových vzletech nebyla tehdy žádným služebním předpisem stanovena, i když teoreticky vypočtená vzdálenost, kdy již nedojde k ovlivnění činnosti motoru daného letounu od motoru letounu startujícího v přední polo-sféře, činila 100 m. Tuto vypočtenou bezpečnou vzdálenost však nebylo možné dodržet z důvodu navýšení spotřeby paliva prodloužením doby nutné ke shromáždění letky po vzletu, což by výrazně omezilo čas k plnění letových úkolů. Letoun nebyl významně poškozen [3, 9-10].

LN - havárie dne 12. 7. 2010 (stručný popis události): V průběhu nácviu vzdušného boje se smluvným manévrem při provádění prvku vyšší pilotáže došlo u letounu L-39C (trupové číslo: 0440) ke vzniku požáru následovaného pumpáží kompresoru motoru a vysazení motoru.

Pilotní žák *por. David Sochacký* (32 let, III. pilotní třída) i pilot-instruktor *Václav Týrchr* (44 let, I. pilotní třída) z Centra leteckého výcviku Pardubice se ve výšce cca 1200 m při rychlosti 240-300 km/h v katapultovacích sedačkách typu VS1-BRI postupně úspěšně katapultovali. Tato událost vznikla a celá se odehrála opět za normálních povětrnostních podmínek ve dne a v tzv. „střední výšce“ (tj. do 4000 m). Příčinou vzniku události byl fenomén známý jako tzv. „titanový požár“. Jednalo o požáry, k nimž docházelo na letounech L-39 verze C a ZA osazených motory AI-25 TL nebo AI-25 TLM s titanovým zadním labyrintem rotoru vysokotlakého kompresoru v období let 1991-2010. Při provádění prvku základní a vyšší pilotáže spojených s vertikálním přetížením vyšším než +3G docházelo ke styku rotoru se statorem (pouzdem) dvojitého zadního labyrintu rotoru vysokotlakého kompresoru, a tím k zapálení titanové slitiny, ze které byl rotor labyrintu zhotoven. Následný požár pak poškodil další součásti motoru v okolí místa vzniku a samozřejmě také negativně ovlivnil tepelnou bilanci a proudění v oblasti kompresoru motoru, čímž sekundárně mohla vzniknout i pumpáž, jako tomu bylo v tomto případě. Jednalo se v principu o konstrukčně-výrobní závadu na těchto verzích motoru AI-25 [3, 9-10].

Protipožární a protipumpážní zabezpečení letounů

Proudové letouny jsou sice v případě požárů i pumpáží velmi zranitelné, avšak nikoli bezbranné. Chrání je dnes již automaticky implementované protipožární a protipumpážní systémy.

Protipožární systém se u vojenských proudových letounů ve službách bývalého Československa objevil poprvé s nástupem stíhacího letounu Mikojan-Gurjevič MiG-15 v roce 1951. Systém se skládal ze segmentu pro signalizaci požáru a segmentu pro hašení požáru v motorové části. Byl ovládán manuálně tlačítkem z pilotní kabiny. Od té doby již všechny další nastupující letouny byly vybaveny obdobným nebo sofistikovanějším protipožárním systémem a to až do současné doby služby letounu Saab JAS-39 Gripen. Vývojové trendy protipožárních systémů od počátku jejich vývoje až do současnosti lze definovat v následujících bodech:

- Zvyšuje se rychlost a spolehlivost detekce požáru v letounech.
- Zvyšuje se efektivita hašení požáru v letounech, a to výběrem účinnějších hasiv (od oxidu uhličitého se přešlo k halonům a freonovým hasivům).
- Snižuje se množství hasiva v letounech (díky lepším hasebním vlastnostem hasiv).
- Snižuje se hmotnost celých protipožárních systémů (díky volbě vhodnějších hasiv a optimalizaci jejich distribuce do chráněných částí letounu).
- Zvyšuje se odolnost materiálů používaných pro konstrukci požárně dělicích konstrukcí v letounech (protipožárních ucpávek a přepážek).
- Zjednodušují se postupy a úkony pilota v případě vypuknutí požáru na palubě letounu, a to až do podoby úplné automatizace.

- g) Od pyromechanických principů aktivace hasicích zařízení v letounech se přešlo na principy pyrotechnické.
- h) Zvyšuje se bezpečnost a spolehlivost pyropatron spouštějících hasicí zařízení.
- i) Zvyšuje se úroveň vedení technické dokumentace a záznamů o údržbě a provozu letounů [18].

Protipumpážní ochrana, resp. prvky protipumpážní ochrany proudových motorů se u vojenských proudových letounů ve službách bývalého Československa objevily poprvé s nástupem stíhacího letounu Mikojan-Gurjevič MiG-19 verze S v roce 1958, který byl osazen motorem s axiálním konstrukčním řešením kompresoru. Radiální konstrukční řešení kompresorů u proudových motorů předcházejících letounů nebylo k pumpážím tolik náchylné. Pro další výklad je potřeba rozlišit „subsystémy pro likvidaci již vzniklé pumpáže“ a „subsystémy pro předcházení vzniku pumpáže“. Motor letounů Mikojan-Gurjevič MiG-19S typu RD-9b byl vybaven pouze prvky pro likvidaci již vzniklé pumpáže. Teprve letoun Mikojan-Gurjevič MiG-23BN osazený motorem R-29B-300 byl kromě prvků pro likvidaci již vzniklé pumpáže vybaven také prvním „protipumpážním systémem“, který vzniku pumpáže dokázal předcházet. Jeho činnost spočívala v přerušení dodávky paliva do motoru a posléze automatickém spouštění motoru za letu ve chvíli, kdy se pracovní bod v charakteristice motoru na základě snímaných technických veličin přiblížil ke své pumpovní hranici. Od té doby již všechny další nastupující letouny osazené motory s axiálním kompresorem byly vybaveny obdobným nebo sofistikovanějším protipumpážním systémem a to až do současné doby služby letounu Saab JAS-39 Gripen. Vývojové trendy protipumpážní ochrany proudových motorů je potřeba rozdělit na dvě části, a to na ochranu vstupních ústrojí (ve smyslu oddílu 2) a ochranu kompresoru proudových motorů.

Vývojové trendy protipumpážní ochrany vstupních ústrojí lze definovat v následujících bodech:

- a) Vývoj od delších úzkých ke kratším širším vstupním ústrojím (mění se poměr délky a šířky vstupních ústrojí);
- b) Vývoj od nechráněných sacích otvorů vstupních ústrojí ke chráněným;
- c) Vývoj od čelních sacích otvorů vstupních ústrojí k bočním nebo spodním;
- d) Vývoj od podzvukových k nadzvukovým vstupním ústrojím.

Vývojové trendy protipumpážní ochrany kompresorů lze pak definovat v těchto bodech:

- a) Vývoj od jednohřídelového (jednorotorového) uspořádání k vícehřídelovému;
- b) Vývoj od jednotlivých ochranných prvků ke kombinaci více prvků najednou;
- c) Vývoj od zařízení pro odstranění pumpáží k zařízením pro předcházení pumpáží (priorita na předcházení pumpážím pomocí elektronických řídicích systémů);
- d) Vývoj od mechanických prvků pro předcházení a odstraňování pumpáží k softwarovému řízení a optimalizaci managementu motoru, předcházení a odstraňování pumpáží;
- e) Vývoj od manuálních k automatickým (počítačem řízeným) procedurám ovládání motoru, předcházení a odstraňování pumpáží;
- f) Vývoj od pomalejších k rychlejším automatickým procedurám předcházení a odstraňování pumpáží;
- g) Snaha o zvyšování odolnosti částí kompresorů proti nežádoucím mechanickým, chemickým i teplotním vlivům.

Globálně se konstrukce vstupních ústrojí aerodynamicky optimalizují, a detekce pumpáží stejně jako ochrana kompresorů motorů proti nim zrychluje a automatizuje [4-5].

Závěr

V kontextu výše uvedených informací a rozborů lze formulovat alespoň rámcově odpovědi na čtyři klíčové otázky položené v úvodu této studie. Autoři v zájmu přehlednosti a srozumitelnosti otázek i odpovědí zvolili následující formát textu:

Otázka č. 1: Jak může požár ovlivnit či zapříčinit pumpáž a naopak?

Odpověď č. 1: Pro požár zapříčínující pumpáž zde existují v zásadě dvě varianty případů. První variantou je situace, kdy vzniklý požár mechanicky poškodí některou část motoru nebo ovlivní fungování některého z klíčových technických systémů majících na funkci motoru vliv (např. systém dodávky paliva, řídicí počítačovou jednotku, atd.). V reakci na tuto okolnost se termodynamické procesy uvnitř motoru mohou dostat do svých nevýpočtových režimů a může dojít k pumpáži. Druhou variantou je situace, kdy vzniklý požár ovlivní teplotu vzduchu přiváděného k motoru skrze vstupní ústrojí. Změna teploty vzduchu má vliv na změnu jeho hustoty, a tato může silně ovlivnit tlakové a rychlostní pole v jednotlivých částech kompresoru (především díky změně režimu obtékání jeho lopatek). Výsledkem je zpravidla odtržení proudu vzduchu od povrchu lopatek kompresoru, čímž dojde ke změně průtokového množství vzduchu jednotlivými částmi kompresoru a automaticky vzniku pumpáže kompresoru. Záleží tedy především na místě, kde požár vznikne.

Pro pumpáž zapříčínující požár je z praxe známa pouze jedna varianta případů, a to, že při silných mechanických rázech, které zpravidla již rozvinutou pumpáž vstupního ústrojí nebo kompresoru motoru doprovázejí, dojde k mechanickému poškození systému dodávky paliva nebo hydraulického systému. Pokud se unikající palivo nebo hydraulický olej (či jiná hořlavá provozní náplň) dostane do kontaktu s některou horkou částí motoru, následuje vznik požáru. Z historických zkušeností lze říci, že vznik požáru tímto mechanismem byl aktuální především u jednoproudových motorů, kde byly veškeré rozvody provozních náplní vedeny na nebo v těsné blízkosti pláště motoru, resp. jeho jediného „horkého“ proudu. U dvouproudových motorů, kde druhý (vnější) proud funguje jako „chladný“, je toto riziko mnohem nižší. Dvouproudové motory jsou tedy z hlediska možnosti vzniku požáru tímto popsaným mechanismem bezpečnější.

Otázka č. 2: Proč jsou pumpáže a s nimi spojené požáry stále aktuální téma?

Odpověď č. 2: Pumpáže jsou stále aktuálním tématem z toho důvodu, že konstrukce aktuálně používaných proudových motorů jejich vznik teoreticky i prakticky stále umožňuje, a existují druhy jejich příčin, jejichž výskyt má náhodný charakter a dosud se nedaří je plně kontrolovat (střety s ptactvem, proudění v atmosféře, atd.).

Požáry jsou stále aktuálním tématem z toho důvodu, že aktuálně používané proudové motory pracují s vysoce hořlavými uhlovodíkovými palivy i dalšími hořlavými provozními náplněmi (hydraulické oleje). Při jejich úniku a následném kontaktu s horkými částmi motoru se požár pak zpravidla nelze vyhnout. Určité snížení pravděpodobnosti vzniku požáru tímto mechanismem existuje u dvouproudových motorů, kde vnější (chladný)

proud motoru při kontaktu s uniklými provozními náplněmi nepředstavuje takové nebezpečí jako horký proud u jednoproudových motorů. Avšak riziko zde stále existuje a mechanismů, jakými může potenciální požár vzniknout, je nepřehledné množství.

Otázka č. 3: *Lze zabránit tomu, aby byly pumpáže příčinou požáru a naopak?*

Odpověď č. 3: Zde je potřeba si hned na začátku uvědomit odlišnosti v možném dopadu obou jevů na technické systémy letounu. Zatímco požár je téměř vždy spojen se závažným mechanickým nebo tepelným poškozením klíčových technických systémů letounu, u pumpáže tomu tak být nemusí, pokud je zlikvidována včas. Z toho vyplývá zásadní východisko pro odpověď na tuto otázku. Požáru následkem pumpáže lze zabránit dostatečně rychlou likvidací podmínek nastupující nebo již vzniklé pumpáže. Naopak pumpáží následkem požáru již tak jednoznačně zabránit nelze, protože může vzniknout následkem jakéhokoli mechanického nebo tepelného poškození části motoru, což v danou chvíli z pozice osádky nemusí být možné nijak regulovat. V souhrnu lze říci, že pokud vznikne požár v pořadí obou jevů jako první, situace je mnohem nebezpečnější, a bude mít s vysokou pravděpodobností havarijní nebo katastrofální důsledek.

Otázka č. 4: *Jaké byly příčiny vzniku požárů a pumpáží u studovaných případů?*

Odpověď č. 4: Požáry u proudových vojenských letounů jsou ve většině známých případů LN a PLN spjaté s mechanickým poškozením palivových nebo hydraulických systémů v oblasti pohonné jednotky (motoru). Existuje zde samozřejmě i několik speciálních případů, které se tomuto začlenění vymykají. Jedná se například o případy letounů L-39 verze C a ZA, u nichž se vyskytoval mezi lety 1991-2010 fenomén tzv. titanových požárů (viz výše oddíl 4). Další výjimku lze objevit třeba také u letounů JAS-39 verze C, u nichž proběhla v letech 2006-2012 série malých požárů v prostoru podvozku při brždění po přistání z dosud nezjištěných příčin. K zajímavým příčinám lze přiřadit i závady na zbraňových systémech v letech 1962 a 1989, jež způsobily požáry letounů za letu.

Pumpáže u proudových vojenských letounů jsou způsobeny jakýmkoliv narušením dodávky vzduchu z vnějšího prostředí do motoru (resp. jeho kompresorové části), jakýmkoliv narušením dodávky paliva do motoru (resp. jeho spalovacích komor) nebo kombinací obou případů. Každá uvedená varianta má spektrum možných konkrétních příčin. U poruch dodávky vzduchu do motoru bývá na vině zpravidla porucha funkce vstupního ústrojí letounu, nasátí cizích předmětů nebo změna obtékání sacího otvoru vstupního ústrojí letounu v důsledku atmosférické turbulence či prudkého manévru. U poruch dodávky paliva do motoru bývá na vině porucha elektronických řídicích jednotek (u novějších letounů, které jimi jsou již vybaveny) nebo nesprávná činnost osádky letounu ve vztahu k práci s motorem (u starších letounů). I zde lze samozřejmě objevit několik výjimek z pravidla, a takovou výjimkou jsou například případy titanových požárů (viz výše oddíl 4).

Závěrem lze konstatovat, že požáry, pumpáže nebo jejich vzájemné propojení na poli leteckých mimořádných událostí je i u současných leteckých motorů stále aktuální hrozbou, byť se tato vyskytuje již s nižší pravděpodobností, než tomu bylo v minulosti. Existuje rovněž jen málo studií, které by se vazbě těchto fenoménů v kontextu skutečných statistik LN a PLN věnovalo. Bezpečnost a s ní související bojeschopnost vojenského letového personálu je však jedním z klíčových a prioritních prvků systému obrany této země a jejich obyvatel proti teroristickým akcím potenciálně vedeným ze vzduchu i jiným možným aktům agrese. Proto autoři pokládají tyto a podobné studie za velmi důležité ve vztahu k celkové bezpečnosti letů a přáli by všem členům letového personálu (nejen u VzS AČR), aby se s podobnými situacemi setkávali pokud možno co nejméně.

Poděkování

Tato studie vznikla za podpory projektu: SP2018/152 - Vývojové trendy bezpečnosti letů u proudových vojenských letounů ve vazbě na vznik požárů a záchranu osádky za letu.

Použitá literatura

- [1] *Bezpečnost letů* [předpis Všeob-P-10]. 1. vyd. Praha: Ministerstvo obrany, 2006.
- [2] Ministerstvo obrany České republiky. *Bezpečnost letů* [Rozkaz ministra obrany č. 13/2016 Věstníku]. Praha: Ministerstvo obrany, 2016.
- [3] AURA, S.R.O.: *Informační systém logistiky MO a AČR (ISL)* [software]. [přístup 1. ledna 2018].
- [4] RŮŽEK, J.; KMOCH, P.: *Teorie leteckých motorů - část I: kompresory, turbíny a spalovací komory*. 1. vyd. Brno: Vojenská akademie Antonína Zápotockého, 1979, 373 s.
- [5] KUSSIOR, Z.: *Letecké motory* [online]. Česká republika, 2002 [cit. 2018-04-10]. Dostupné z: <http://www.leteckemotory.cz/>.
- [6] CENCIOTTI, D.: *The Aviationist* [online]. Rome, Italy, 2006 [cit. 2018-04-10]. Dostupné z: <https://theaviationist.com/>.
- [7] ČSN ISO 8421-1. *Požární ochrana - Slovník - Část 1: Obecné termíny a jevy požáru*. 1. vyd. Praha: Český normalizační institut, 1996.
- [8] ČSN EN ISO 13943. *Požární bezpečnost - Slovník*. 1. vyd. Praha: Úřad pro technickou normalizaci, metrologii a státní zkušebnictví, 2011.
- [9] Vojenský ústřední archiv: Domovská stránka: *Vojenský ústřední archiv: Domovská stránka* [online]. Praha, 2010 [cit. 2018-04-10]. Dostupné z: <http://www.vuapraha.cz/>.
- [10] Vojenský ústřední archiv: Správní archiv Armády ČR.: *Vojenský ústřední archiv: Správní archiv Armády ČR* [online]. Praha, 2010 [cit. 2018-04-10]. Dostupné z: <http://www.vuapraha.cz/archiv-ACR>.
- [11] SLAVÍK, S.: *Přehled leteckých nehod, závažných předpokladů a preventivních zkušeností (Kniha 1)*. 1. vyd. Hradec Králové, 1979.
- [12] SLAVÍK, S.: *Přehled leteckých nehod, závažných předpokladů a preventivních zkušeností (Kniha 2)*. 1. vyd. Hradec Králové, 1979.
- [13] SLAVÍK, S.: *Přehled leteckých nehod, závažných předpokladů a preventivních zkušeností (Kniha 3)*. 1. vyd. Hradec Králové, 1981.
- [14] SLAVÍK, S.: *Přehled leteckých nehod, předpokladů a preventivních zkušeností 1981-1982*. 1. vyd. Hradec Králové, 1986.
- [15] SLAVÍK, S.: *Přehled leteckých nehod, předpokladů, nedostatků a preventivních zkušeností 1983-84*. 1. vyd. Hradec Králové, 1989.

- [16] ZAVILA, O.; CHMELÍK, R.; DOPATEROVÁ, M.: Statistics of Aviation Accidents and Preconditions for Aviation Accidents in Czechoslovak and Czech Military Jet Aircraft: Fire. *Advances in Military Technology*, 2016, roč. 11, č. 2, s. 211-226.
- [17] ZAVILA, O.; CHMELÍK, R.: Fire and False Fire Alarm Causes in Military Jet Aircraft of Czechoslovakia and the Czech Republic. *Advances in Military Technology*, 2017, roč. 12, č. 2, s. 229-242.
- [18] ZAVILA, O.; CHMELÍK, R.; TRČKA, M.: Fire-fighting Systems in Aircraft in the Service of Czechoslovakia and the Czech Republic since 1948. *Advances in Military Technology*, 2015, roč. 10, č. 1, s. 119-133.